

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 07-083196
 (43)Date of publication of application : 28.03.1995

(51)Int.CI.

F04D 29/38

(21)Application number : 05-232776
 (22)Date of filing : 20.09.1993

(71)Applicant : HITACHI LTD
 (72)Inventor : KATO YASUHIRO
 TSUDA YOSHIHIRO
 YANAGIDA MITSUAKI
 TORITANI HAJIME
 SASADA TETSUO

(54) AXIAL COMPRESSOR

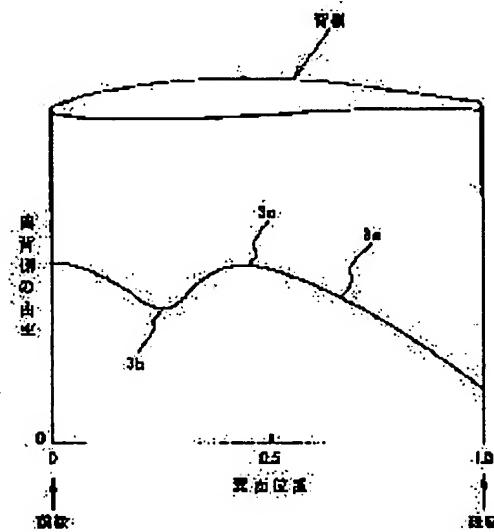
(57)Abstract:

PURPOSE: To avoid generation of a shock wave in the case of a high subsonic speed or ultrasonic wave so as to realize high efficiency by forming curvature distribution on a blade back side of a blade row in such a manner as

a blade rear edge and then have a maximum value.

CONSTITUTION: A moving blade row to be turned together with a plurality of stationary blade rows is disposed at the inner surface of a casing constituting an annular passage. In curvature distribution of a blade back side

edge thereof, a curve 3a is drawn from the blade front edge in such a manner as to once have a minimum value 3b and then a maximum value 3c. The maximum value 3b is located between a position having a Mach number of 1 at the blade surface and a position of a maximum speed, and the maximum value 3c is positioned in a region of a maximum speed on the blade back side. With this blade structure, in the case where fluid having a subsonic flow speed is supplied to the blade front edge, the fluid having a speed exceeding a sonic speed and supplied from the blade rear edge is set at a subsonic speed on the blade back side.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination] 25.04.1997
 [Date of sending the examiner's decision of rejection]
 [Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]
 [Date of final disposal for application]
 [Patent number] 2906939
 [Date of registration] 02.04.1999
 [Number of appeal against examiner's decision of rejection]
 [Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]
 [Date of extinction of right]



(51) Int.Cl.⁶

F 04 D 29/38

識別記号

府内整理番号

A

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数 7 OL (全 9 頁)

(21)出願番号 特願平5-232776

(22)出願日 平成5年(1993)9月20日

(71)出願人 000005108

株式会社日立製作所

東京都千代田区神田駿河台四丁目6番地

(72)発明者 加藤 泰弘

茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内

(72)発明者 津田 ▲吉▼弘

茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内

(72)発明者 柳田 光昭

茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内

(74)代理人 弁理士 小川 勝男

最終頁に続く

(54)【発明の名称】軸流圧縮機

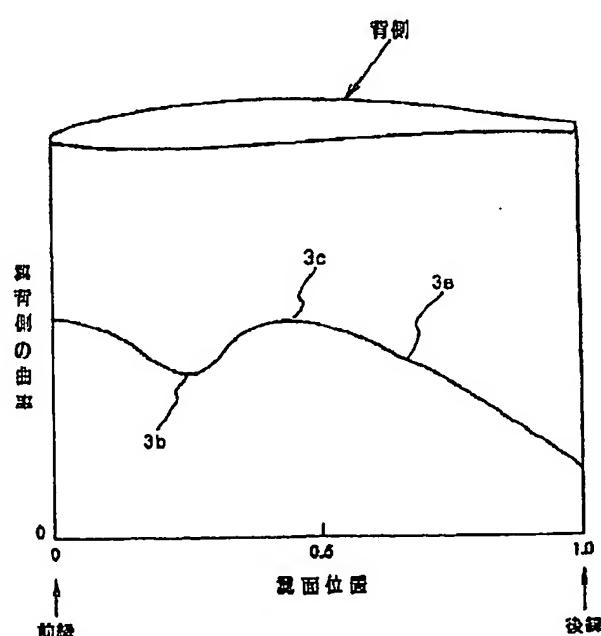
(57)【要約】

【目的】高亜音速の入口流れを有する翼の形状の改良によって、翼列の衝撃波損失を回避し、高効率の軸流圧縮機を提供する。

【構成】ガスター・ビン用あるいは産業用の軸流圧縮機の、静翼列または動翼列の翼背側の曲率分布を、翼前縁から一旦極小値をもち、その後極大値を有するようにする。

【効果】入口流れが高亜音速の場合でも、翼背側での翼前縁部から最大速度までの過大な増速を抑制し、衝撃波の発生を回避できるようしたので、翼列の損失を低減でき、軸流圧縮機の効率を向上することができる。

図 1



【特許請求の範囲】

【請求項1】環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなる軸流圧縮機において、

前記静翼列又は／及び動翼列の翼背側の曲率分布を、翼前縁から翼後縁に至る範囲で一旦極小値をもち、その後極大値を有するように構成したことを特徴とする軸流圧縮機。

【請求項2】環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなる軸流圧縮機において、
10

前記静翼列又は／及び動翼列の翼背側の曲率分布を、翼面上、マッハ数が1となる位置と最大速度を示す位置との間に極小値を有することを特徴とする軸流圧縮機。

【請求項3】環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなる軸流圧縮機において、
15

前記静翼列又は／及び動翼列の翼背側の曲率分布を、翼背側上、最大速度を示す領域と対応する領域に極大値を有するように構成したことを特徴とする軸流圧縮機。

【請求項4】環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなる軸流圧縮機において、前記静翼列又は動翼列の少なくとも1列の翼の背側または腹側を、翼弦長の中心より後縁側で且つ背側スロート位置より後縁側に接続点を持つ少なくとも2つの円弧で構成し、前記円弧のうち前縁側第1番目の円弧の曲率半径を第2番目の円弧の曲率半径より大きくしたことを特徴とする軸流圧縮機。

【請求項5】請求項4において、前記接続点を翼先端断面から翼根元断面に向かって前縁側に徐々に移動させたことを特徴とする軸流圧縮機。
30

【請求項6】請求項4において、前記静翼または動翼の根元側の入り口マッハ数が低い範囲の翼形として二重円弧翼形を用いたことを特徴とする軸流圧縮機。

【請求項7】環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなる軸流圧縮機において、前記静翼列又は動翼列の少なくとも1列の翼の背側又は／及び腹側を、翼弦長の中心より前縁側で且つ背側スロート位置より前縁側に接続点を持ち、極値を有する円弧で構成したことを特徴とする軸流圧縮機。
40

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明はガスタービン用或いは産業用の軸流圧縮機に係わり、特に、高性能であって低損失の軸流圧縮機ブレードを有する軸流圧縮機に関するものである。

【0002】

【従来の技術】従来から、軸流圧縮機の翼には文献「NACA, SP-36」(1965年)に記述されている

ように、亜音速用に開発されたNACA-65翼が用いられていた。近年、軸流圧縮機の高圧力比、高効率化の必要性から、翼列入口流れの高速化が図られている。

【0003】高亜音速の翼列に対しては、文献「ポンプ・送風機の理論と応用」JSME第343回講演会(昭和46年)に記述されているように、翼の背側と腹側とをそれぞれ単一の円弧で構成した二重円弧翼が用いられていた。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】従来技術は、翼列入口のマッハ数が0.8以上となると翼面上に発生する衝撃波に起因する損失が非常に大きくなり、効率が低下するという問題があった。また、高速化に伴って衝撃波が起因して翼型損失が増大する傾向にある。

【0005】従って、入口流れが高亜音速の場合に高性能を有する翼型を提供することは重要である。

【0006】そこで、本発明はこのような問題点に鑑みてなされたもので、その目的とするところは、音速近傍、例えば、高亜音速または超音速の場合の入口流れを有する部分の翼形状の改良により、衝撃波の発生を回避し、衝撃波に起因する損失をなくし、高効率の軸流圧縮機を提供することにある。

【0007】

【課題を解決するための手段】本発明の軸流圧縮機は、環状流路を構成するケーシングの内面に複数の静翼列と、回転する複数の動翼列とを配置してなるものである。本発明の特徴とするところは、この静翼列又は／及び動翼列の翼背側の曲率分布を変化させ点にある。この曲率分布の変化は、翼前縁から翼後縁へ向かって翼背側に極小値を有し、その後、極大値を有するように構成する。

【0008】更に、本発明の軸流圧縮機は、環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなるものであって、静翼列又は／及び動翼列の翼背側の曲率分布を、翼面上、マッハ数が1となる位置と最大速度を示す位置との間に極小値を有することを特徴とする。

【0009】更に、本発明の軸流圧縮機は、環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなるものであって、前記静翼列又は／及び動翼列の翼背側の曲率分布を、翼背側上、最大速度を示す領域と対応する領域に極大値を有するように構成したことを特徴とする。

【0010】更に、本発明の軸流圧縮機は、環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなるものであって、静翼列又は動翼列の少なくとも1列の翼の背側または腹側を、翼弦長の中心より後縁側で且つ背側スロート位置より後縁側に接続点を持つ少なくとも2つの円弧で構成し、前記円弧のうち前縁側第1番目の円弧の曲率半径を

第2番目の円弧の曲率半径より大きくしたことを特徴とする。

【0011】更に、本発明の軸流圧縮機は、前記接続点を翼先端断面から翼根元断面に向かって前縁側に徐々に移動することが好ましい。

【0012】更に、本発明の軸流圧縮機は、前記静翼または動翼の根元側の入り口マッハ数が低い範囲の翼形として二重円弧翼形またはNACA65翼形を用いることが好ましい。ここで二重円弧翼形とは背側と腹側とが一つの円弧で形成されているものをいい、NACA65翼形とは、翼のソリを表わすキャラバンラインと翼の厚みを分布とによって決定される形状をいう。

【0013】更に、本発明の軸流圧縮機は、環状流路を構成するケーシング内面に取り付けられた複数の静翼列と、回転する動翼列を配置してなるものであって、静翼列又は動翼列の少なくとも1列の翼の背側又は/及び腹側を、翼弦長の中心より前縁側で且つ背側スロート位置より前縁側に接続点を持ち、極値を有する円弧で構成したことを特徴とする。

【0014】すなわち、本発明は静翼または動翼の背側の曲率分布を、翼前縁から翼後縁にかけて一旦極小値をもたせ、その後極大値をもたせるように構成することによって、目的を達成するようにしたものである。

【0015】

【作用】すなわち、軸流圧縮機の静翼または動翼を前記のように構成すると、翼背側で発生する超音速領域から滑らかな減速が達成されるため、衝撃波の発生を回避できる。従って、翼列の損失を低減でき、軸流圧縮機全体の効率が向上する。

【0016】また、静翼列又は動翼列の少なくとも1列の翼の背側または腹側を、翼弦長の中心より後縁側で且つ背側スロート位置より後縁側に接続点を持つ少なくとも2つの円弧で構成し、前記円弧のうち前縁側第1番目の円弧の曲率半径を第2番目の円弧の曲率半径より大きくするように軸流圧縮機の静翼または動翼を構成すると、翼列に発生する衝撃波面はスロートより前縁側に移る。また、翼面上の流れについては、腹側の急減速部分がなくなり、前縁側の増速の割合が小さくなり、最大マッハ数も小さくなる。こうした理由から翼列の損失を低減でき、軸流圧縮機全体の効率が向上する。

【0017】

【実施例】以下、本発明の一実施例を図1及び図2を用いて説明する。図2は本発明を実施した多段軸流圧縮機の部分的な横断面を示すものであり、図1は図2中におけるA-Aの静翼列背側部の断面及びその曲率分布を、翼面位置と翼背側の曲率との関係で示したものである。

【0018】多段軸流圧縮機は図2に示すように、ケーシング1とロータ5とにより構成される環状流路2内に静翼3と動翼4とが形成される。静翼3はケーシング1の内面に取り付けられ、動翼4は前記ロータ5に取り付

けられる。

【0019】ロータ5は別置のモータやターピンなどにより駆動される。

【0020】図2に示した断面A-Aにおける静翼列3の翼前縁から翼後縁に到る翼背側の曲率分布は図2に示されるが、図中3aは、図1に示すように翼前縁より一旦極小値3bをもち、その後極大値3cをもつような曲率分布を有するように構成されている。そして、前記極小値3bは、翼面上マッハ数が1となる位置と最大速度を示す位置との間に設けられており、また前記極大値3cは翼背側上において最大速度を示す領域に設けられている。

【0021】極小値3b及び極大値3cを形成する位置としては翼面位置中央より前半であることが好ましく図に示すような曲率分布を持たせることが好ましいと考えられる。

【0022】尚、正確には、翼面位置の0及び1の近傍では一般的な翼構造から曲率分布は急激な変化を示すが、図中においては特にその部分については言及しないこととする。

【0023】このような翼構造とすることにより、翼前縁に亜音速の流速を有する流体が入射した場合には、翼背側では音速を越える速度を有し、翼後縁から出射される流体は亜音速にことができる。

【0024】以下、このように構成された本発明の翼構造の作用を図3及び図4を用いて、従来翼の作用と対比して説明する。

【0025】図3は従来の翼の翼背側形状の曲率分布6を示すものである。図4は本発明の翼と従来の翼との翼列試験を実施した一例として、入口マッハ数が0.8における翼背側上のマッハ数分布測定結果を、翼面位置と翼面マッハ数との関係で示す。

【0026】従来翼では図3に示した如く翼前縁部から翼中央部近傍までの翼背側部の曲率分布6は、曲率の一定領域6aがあるため、入口流れが高亜音速となると、翼背側面上の增速が激しくなる。その結果、図4に示すように、従来翼の翼面速度分布7の最大マッハ数は1.3近くになり、その下流位置では衝撃波8が発生し、衝撃波自体による損失と翼面境界層との干渉により、境界層が剥離しそのため損失を伴うという現象が生じた。また、符号8においては温度も上昇してしまい問題を生じた。

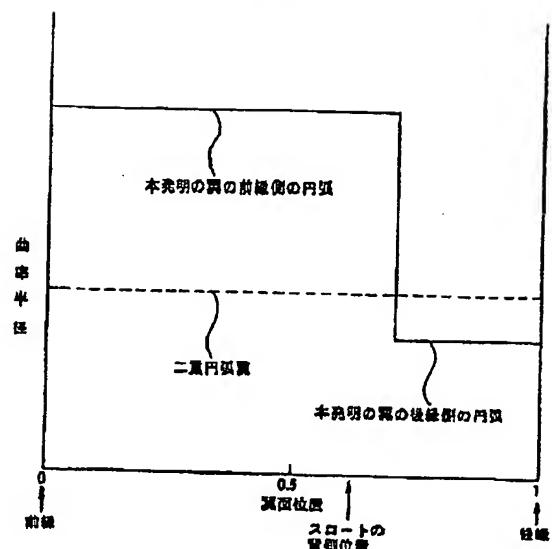
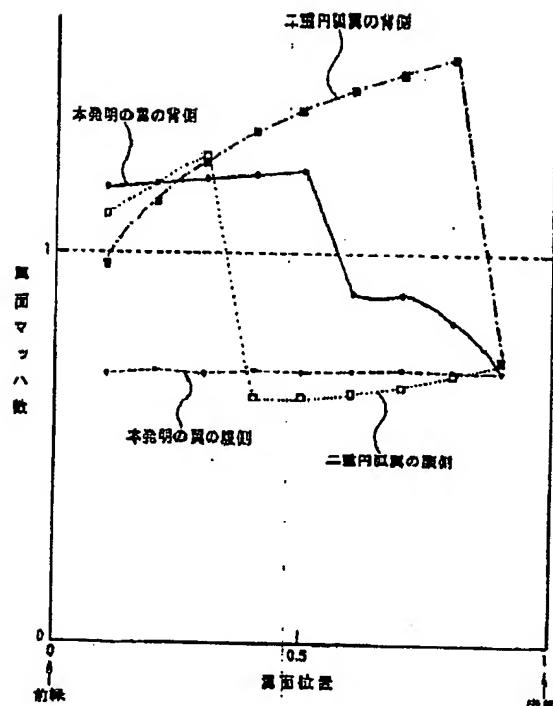
【0027】一方、本発明翼では前述の如く翼背側の曲率分布3aに、翼前縁から一旦極小値3bをもたせ、その後極大値3cをもたせるように構成してある。この曲率の極小値領域（前記極小値3bを形成する領域）は、翼面上マッハ数が1となる位置、つまり、図4中9aの位置と、この曲率の極大値領域（前記極大値3cを形成する領域）は、最大速度を示す位置、つまり、図4中9bの位置との間に設けられることが好ましい。

【図9】

【図10】

図 9

図 10



【図13】

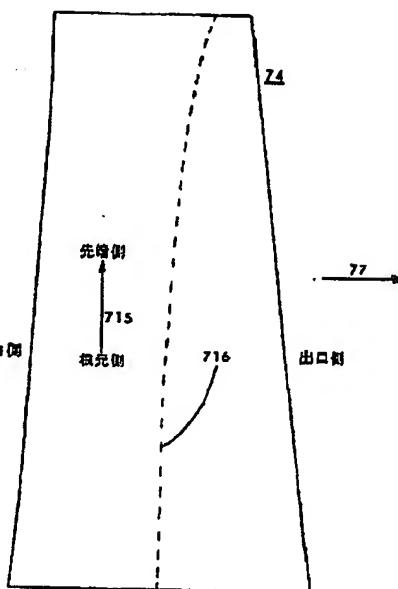
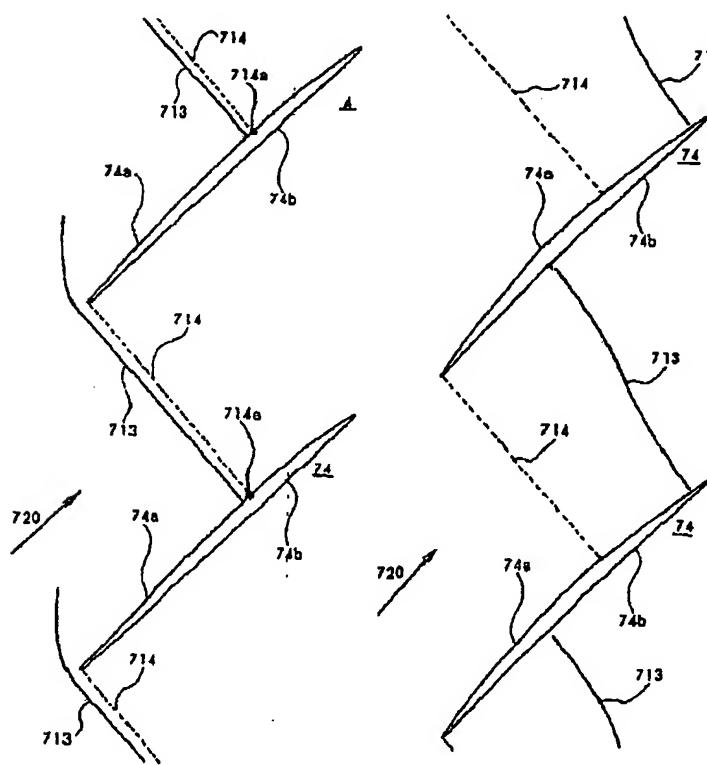
図 13

【図11】

【図12】

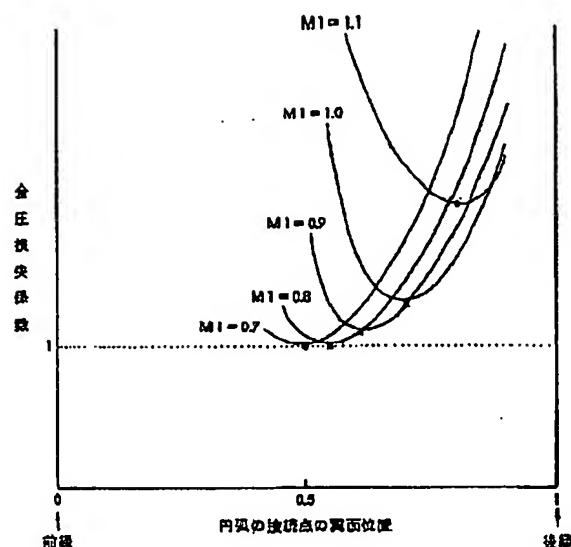
図 11

図 12



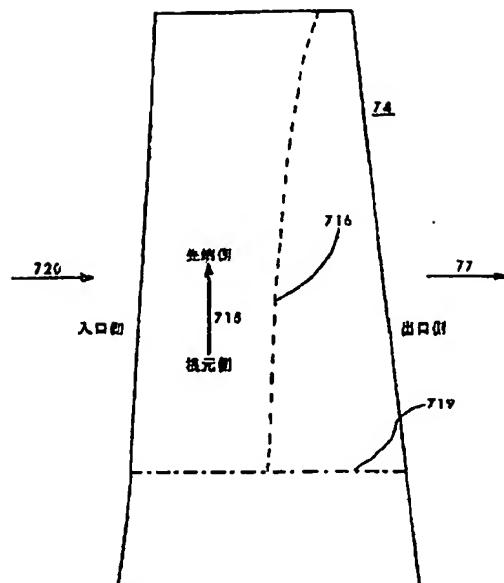
【図14】

図14



【図15】

図15



フロントページの続き

(72)発明者 烏谷 初

茨城県日立市幸町三丁目1番1号 株式会
社日立製作所日立工場内

(72)発明者 笹田 哲男

茨城県日立市幸町三丁目1番1号 株式会
社日立製作所日立工場内

